ESERCIZIO - Calcolare il tempo e lo spazio di rullaggio per un quadrigetto avente le caratteristiche sotto indicate:

- massa del velivolo al decollo $M = 144000\,kg$
- apertura alare $b = 44\,m$
- allungamento $AR = 7.04$
- spinta del turbogetto al decollo $T = 78500\,N$
- C_{D0} senza carrelli e senza ipersostentatori $C_{D0} = 0.014$
- Coeff. di resistenza per carrelli e per ipersostentatori $\Delta C_{D0} = 0.022$;
- coeff di attrito per pista in cemento : $\mu = 0.04$
- $C_{L\,max}$ con ipersostentatori $C_{L\,max,ip} = 1.8$

SVOLGIMENTO - Calcolo della velocità di decollo:

$$V_d = 1.2\, V_{stallo,ip.} = 1.2 \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L\,max,ip.}}}$$

Si ha: $AR = \frac{b^2}{S} \rightarrow S = \frac{b^2}{AR} = \frac{44^2}{7.04} = 275\,m^2$

Per $z=0$ è $\rho = 1.225\,kg/m^3$

$$V_d = 1.2 \sqrt{\frac{2 \times 144000 \times 9.8}{1.225 \times 275 \times 1.8}} = 81.87\,m/s = 294.73\,km/h$$

* Calcolo del $C_{L\,ott\,rull} = \frac{1}{2} \pi \mu AR = \frac{1}{2} \pi \times 0.04 \times 7.04 = 0.4423$

Si ha:

$$C_{Dr} = \Delta C_{D0} + C_{D0} + \frac{C_{L\,ott\,rull}^2}{\pi AR} = 0.022 + 0.014 + \frac{0.4423^2}{\pi \times 7.04} =$$

$$= 0.04485$$

Quindi:

$$D = D_{aer} + D_{att} = \mu Q + \left[C_{D_r} - \mu C_{L_{att}} \right] \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

$$= 0{,}04 \times 144000 \times 9{,}8 + \left[0.04485 - 0.04 \times 0.4423 \right] \frac{1}{2} \times 1{,}225 \times 275 \times V^2$$

$$= 56\,505 + 4{,}5783 \cdot V^2$$

Il tempo di rullaggio è:

$$t = \int_0^{V_d} \frac{1}{a} dV \simeq \sum \frac{1}{a_m} \Delta V = \sum \Delta t$$

essendo

$a_m :=$ accelerazione media nell'intervallo considerato.

N.B. La spinta, trattandosi di un quadrimotore, è uguale a quattro volte la spinta di un motore turbofetto: $T = 4 \times 78500 = 314\,000\ N$

$$a = \frac{T - D}{W} g \ ; \qquad x_r = \int_0^{V_d} \frac{V}{a} dV \simeq \sum \Delta x = \sum \left(\frac{V}{a} \right)_m \Delta V$$

V[X]	DV[Y]	Vm[Y]	D[Y]	a[Y]	am[Y]	Dt[Y]	DX[Y]
0			56.505	1,788159722222			
10	10	5	56.962,83	1,784980347222	1,786570034722	5,597317656542	27,98658828...
20	10	15	58.336,32	1,775442222222	1,780211284722	5,617310757335	84,259661360...
30	10	25	60.625,47	1,759545347222	1,767493784722	5,657728522973	141,44321307...
40	10	35	63.830,28	1,737289722222	1,748417534722	5,719457624628	200,181016862
50	10	45	67.950,75	1,708675347222	1,722982534722	5,80388935957	261,1750211807
60	10	55	72.986,88	1,673702222222	1,691188784722	5,913000423334	325,21502328...
70	10	65	78.938,67	1,632370347222	1,653036284722	6,049473984584	393,2158089...
81,87	11,87	75,935	87.191,9572...	1,575055852658	1,60371309994	7,401573261729	562,0384656...
						47,76 s	1995,51 m

ESERCIZIO – Calcolare lo spazio della fase di salita in un decollo per un velivolo avente le seguenti caratteristiche:

- $C_{L_{max}}$ con ipersostentatori : $C_{L_{max,ip}} = 1.6$;
- Carico alare : $Q/S = 2355\ N/m^2$
- Massa totale : $M = 18\,200\ kg$
- Coeff. di salita corretto : $\varepsilon = 0.95$

SVOLGIMENTO – Lo spazio di rullata è:

$$x_S = V_d\sqrt{\frac{Wh}{2g\varepsilon(L-W)}}$$

Per $z=0$ è $\rho = 1{,}225\ kg/m^3$; $\quad S = \dfrac{W}{W/S} = \dfrac{18200\times 9{,}8}{2355} = 75{,}74\ m^2$

$$V_d = 1{,}2\, V_{st,ip} = 1{,}2\sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{max,ip}}} = 1{,}2\sqrt{\frac{2\times 18200\times 9{,}8}{1{,}225\times 75{,}74\times 1{,}6}} = 58{,}82\ m/s = 211{,}77\ km/h$$

Per la portanza, è:

$$L = C_{max,ip}\, S\, \frac{1}{2}\rho V_d^2 = 1.6\times 75.74\times\frac{1}{2}\times 1{,}225\times 58{,}82^2 =$$

$$= 256803{,}8\ N$$

Si ha:

$$x_S = 58{,}82\times\sqrt{\frac{18200\times 9{,}8\times 15}{2\times 9{,}81\times 0{,}95\times(256803{,}8 - 9{,}8\times 18200)}} =$$

$$= 79{,}57\ m$$

ESERCIZIO - Calcolare lo spazio di rullaggio e di manovra per un aereo avente le caratteristiche sottoindicate supponendo che il rullaggio si effettui all'assetto di minima resistenza su pista in cemento.

Dati:

- peso del velivolo al decollo $W = 13500\ kg$
- carico alare $W/S = 250\ kg/m^2$
- spinta del turboreattore $T = 4500\ kg$
- allungamento $AR = 7,3$
- coeff. di portanza di stallo con ipersostentatori $C_{L,stallo,iper} = 1.7$
- coeff di resistenza di profilo senza carrello e senza ipersostentatori $C_{D0} = 0.018$
- coeff. di resistenza per carrello e ipersostentatori $\Delta C_{D0} = 0.015$
- coeff. di attrito per pista in cemento $\mu = 0.04$.

SVOLGIMENTO - Nella fase di rullaggio il velivolo accelera da fermo fino a raggiungere la velocità di decollo V_d:

$$V_d = 1.2\ V_{st.ip} = 1.2 \sqrt{\frac{2\,W/S}{\rho\, C_{L,st.ip.}}} = 1.2 \sqrt{\frac{2 \times 250 \times 9.8}{1,2250 \times 1,7}} =$$

$$= 58,21\ m/s = 209,6\ km/h$$

Il coef. di resistenza in fase di rullaggio è:

$$C_D = \Delta C_{D0} + C_{D0} + \frac{C_{L\,ott}^2}{\pi AR}$$

dove

$$C_{L\,ott} = \frac{1}{2}\pi AR\, \mu = \frac{1}{2} \times \pi \times 7,3 \times 0.04 = 0.4587$$

Si ha

$$C_D = 0.015 + 0.019 + \frac{0.4587^2}{\pi \times 7{,}3} = 4.32\cdot 10^{-2}$$

Calcolo della resistenza totale:

$$D = \mu W + \left(C_D - \mu\, C_{L\,att,rull}\right)\frac{1}{2}\rho S V^2$$

dove V varia da 0 fino a V_0.

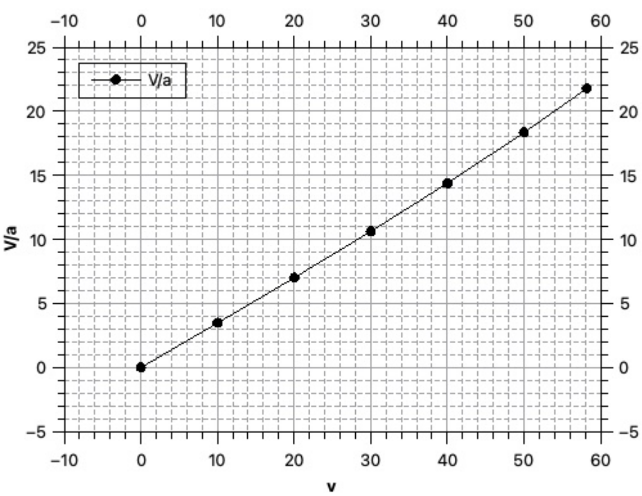
$$S = \frac{W}{W/S} = \frac{13500}{250} = 54\,m^2$$

$$D = 0.04 \times 13500 \times 9{,}8 + \left(4.32\cdot 10^{-2} - 0.04\times 0.4587\right)\cdot \frac{1}{2}\times 1.2250\times 54 \times V^2$$

$$= 5292 + 0.822\, V^2$$

$$a = \frac{T - D}{W}\, g = \frac{4500\times 9{,}8 - (5292 + 0.822 V^2)}{13500 \times \cancel{9{,}8}} \times \cancel{9{,}8} =$$

$$= 3{,}267 - \left(0.392 + 6.09\cdot 10^{-5}\, V^2\right)$$



[2023-02-20 20:34:33 Grafico: ''Grafico 1'']
Integrazione numerica di : Tabella1_V/a utilizzando la Regola Trapezoidale
Punti: 7 da x = 0,0000000000000e+00 a x = 5,8210000000000e+01
Picco a x = 5,8210000000000e+01 y = 2,1809788863558e+01
Area = 6,1210654287152e+02

Tabella1

	a[Y]	D[Y]	v[X]	V/a[Y]
1	2,875	5.290	0	0
2	2,86892	5.372,2	10	3,485632223973
3	2,85068	5.618,8	20	7,015869897709
4	2,82028	6.029,8	30	10,63724169231
5	2,77772	6.605,2	40	14,40029952623
6	2,723	7.345	50	18,36210062431
7	2,66898503072	8.075,2681702	58,21	21,80978886356
8				
9				

$$x_r = \int_0^{V_d} \frac{V}{a}\, dV = 6.12\cdot 10^2\ m$$

Per il calcolo del tempo di manovra, poniamo $t_m = 2$ sec, per cui:

$$x_m = 2 \times V_d = 58{,}21 \times 2 = 116{,}42 \text{ m}$$

ESERCIZIO - Calcolare quanti litri di combustibile consuma per il decollo un aereo avente le caratteristiche sottoindicate, sapendo che decolla su pista in cemento ($\mu = 0.04$). Caratteristiche dell'aereo:

- PESO TOTALE — $W = 18000$ kg
- SUPERFICIE ALARE — $S = 68 \text{ m}^2$
- SPINTA DEL TURBOREATTORE — $T = 5600$ kg
- ALLUNGAMENTO — $AR = 7.5$
- CONSUMO SPECIFICO — $c_s = 0.107$ kg/N h
- COEFF. DI PORTANZA DI STALLO CON IPERSOSTENTATORI — $C_{L,st,iper} = 1.65$
- COEFF. DI RESIST. PARASSITA — $C_{D_0} = 0.021$
- INC. DEL COEFF. DI RESISTENZA PER IPERSOSTENTATORI E CARRELLO — $\Delta C_{D_0} = 0.016$
- PESO SPECIFICO DEL COMBUSTIBILE — $\gamma_G = 0.67$ kg/dm^3

SVOLGIMENTO - Si ha:

$$G = g \cdot c_s T \cdot t$$

dove t è il tempo di decollo, ovvero:

$$t = t_r + t_m + t_s$$

t_r := tempo di rullaggio
t_m := tempo di manovra (solitamente 2s)
t_s := tempo di salita.

$$t_r = \int_0^{V_d} \frac{1}{a} \, dV$$

Ricordiamo che:

$$a = \frac{T-D}{W} \cdot g$$

$$V_d = 1.2\, V_{st,\,ipers.} = 1.2 \sqrt{\frac{2 \times W}{\rho S\, C_{L_{max,\,ipers.}}}}$$

Allora:

$$V_d = 1.2 \sqrt{\frac{2 \times 18000 \times 9.8}{1.2250 \times 68 \times 1.65}} = 60.80\ m/s = 218.88\ km/h$$

Si ha:

$$C_D = \Delta C_{D_0} + C_{D_0} + \frac{C_{L_{OTT}}^2}{\pi AR}$$

Dove

$$C_{L_{OTT}} = \frac{1}{2} \pi AR \mu = \frac{1}{2} \times \pi \times 7.5 \times 0.04 = 0.471$$

Quindi:

$$C_D = 0.016 + 0.021 + \frac{0.471^2}{\pi \times 7.5} = 0.04642$$

La resistenza D è:

$$D = \mu W + (C_D - \mu\, C_{L_{ottimale}}) \frac{1}{2} \rho V^2 S =$$

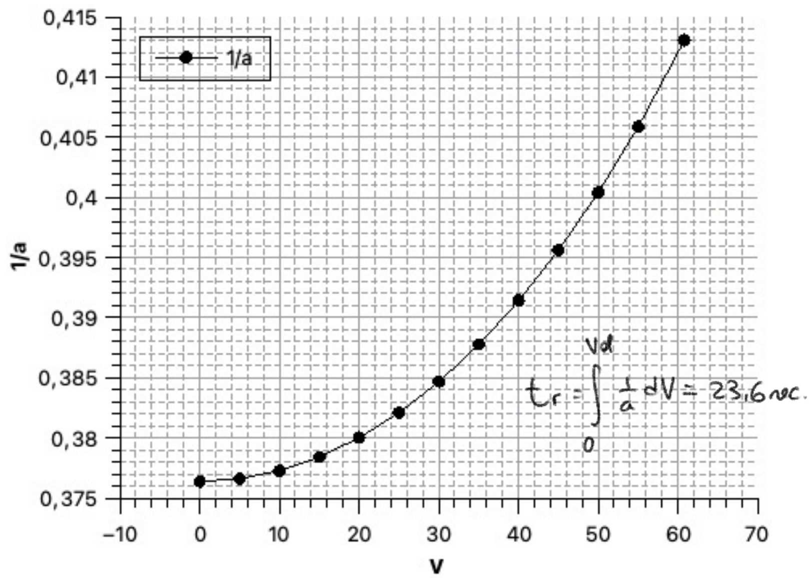
$$= 0.04 \times 18000 \times 9.8 + (0.04642 - 0.04 \times 0.471) \times \frac{1}{2} \times 1.2250 \times 68 \times V^2$$

$$= 7056 + 1.149\, V^2$$

Impostiamo quindi una tabella per il calcolo di 1/a assumendo le velocità variabili da 0 fino alla velocità di decollo: $V_d = 60{,}80\ m/sec$. Ricordando che

$$a = \frac{T-D}{W} \times g.$$

V[X]	D[Y]	a[Y]	1/a[Y]
0	7.056	2,656888888889	0,3763800602208
5	7.084,725	2,655293055556	0,3766062649498
10	7.170,9	2,650505555556	0,3772865134744
15	7.314,525	2,642526388889	0,3784257384164
20	7.515,6	2,631355555556	0,3800322605163
25	7.774,125	2,616993055556	0,3821179417642
30	8.090,1	2,599438888889	0,3846984071349
35	8.463,525	2,578693055556	0,3877933427732
40	8.894,4	2,554755555556	0,3914268814585
45	9.382,725	2,527626388889	0,3956280898142
50	9.928,5	2,497305555556	0,4004315762544
55	10.531,725	2,463793055556	0,4058782444188
60,8	11.303,43936	2,420920035556	0,4130661010332



Per il tempo di salita è:

$$t_s = \frac{x_s}{V_d} = \sqrt{\frac{2W \times h}{g\,\varepsilon(L-W)}}$$

dove

$$L = \frac{1}{2}\rho S V_d^2 \cdot C_{L,st.ip} = \frac{1}{2} \times 1.2250 \times 68 \times 1.65 \times 60.80^2 = 254042{,}34\ N$$

$$t_s = \sqrt{\frac{2 \times 18000 \times 15}{0.85 \times (254042{,}34 - 18000 \times 9.8)}} = 2.705 \text{ sec.}$$

Il tempo totale del decollo è:

$$t_{DEC} = t_r + t_m + t_s = 23.6 + 2 + 2.705 = 28,306\ s$$
$$= 7.86 \cdot 10^{-3}\ h$$

N.B.

$$G = g \cdot c_s \cdot t_{DEC} \cdot T = 9.8 \times 0.107 \times 7.86 \cdot 10^{-3} \times 5600 = 46.15\ kg$$

Calcoliamo l'equivalente in litri:

$$G_{lit} = G/\gamma = 46.15/0.67 = 68.9\ l$$

ESERCIZIO - Calcolare lo spazio di decollo per un velivolo da trasporto avente le caratteristiche sottoindicate, sapendo che esso è dotato di due turboreattori ognuno dei quali fornisce la spinta $T = 3200\ kg$, nella ipotesi che il decollo si effettui su una pista in cemento (coeff. di attrito, $\mu = 0.03$).

DATI

- PESO TOTALE AL DECOLLO $W = 35000\ kg$
- SUPERFICIE ALARE $S = 140\ m^2$
- COEFF. DI PORTANZA DI STALLO CON IPERSOSTENTATORI $C_{L,st.iper} = 1.6$
- COEFF. DI RESIST. MINIMO $C_{D0} = 0.023$
- APERTURA ALARE $b = 28\ m$
- COEFF. DI OSWALD $e = 0.9$
- INCREMENTO DEL COEFF. DI RESIST. PER IPERSOSTENTATORI E CARRELLO $\Delta C_{D0} = 0.050$.

SVOLGIMENTO - Nella fase di rullaggio, scriviamo:

$$V_D = 1.2\ V_{ST,IPER}$$

$$V_{ST.IPER} = \sqrt{\frac{2\,W}{\rho\, S\, C_{L_{max,\,ipo.}}}} = \sqrt{\frac{2 \times 35000 \times 9.8}{1.2250 \times 140 \times 1.6}} =$$

$$= 50 \text{ m/s}$$

Quindi $\quad V_D = 1.2 \times 50 = 60 \text{ m/s} = 216 \text{ km/h}$

Calcoliamo l'allungamento alare:

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{28^2}{140} = 5.6$$

Quindi, il $\quad C_{L_{ott,roll}} = \frac{1}{2}\pi e AR \mu = \frac{1}{2} \times \pi \times 5.6 \times 0.9 \times 0.03 = 0.237$

Per cui, è:

$$C_D = \Delta C_{D_0} + C_{D_0} + \frac{C_{L_{ott}}^2}{\pi e AR} =$$

$$= 0.050 + 0.023 + \frac{0.237^2}{\pi \times 0.9 \times 5.6} = 7.65 \cdot 10^{-2}$$

Quindi

$$D = \mu W + \left(C_D - \mu C_{L_{ott.roll}}\right)\frac{1}{2}\rho V^2 S =$$

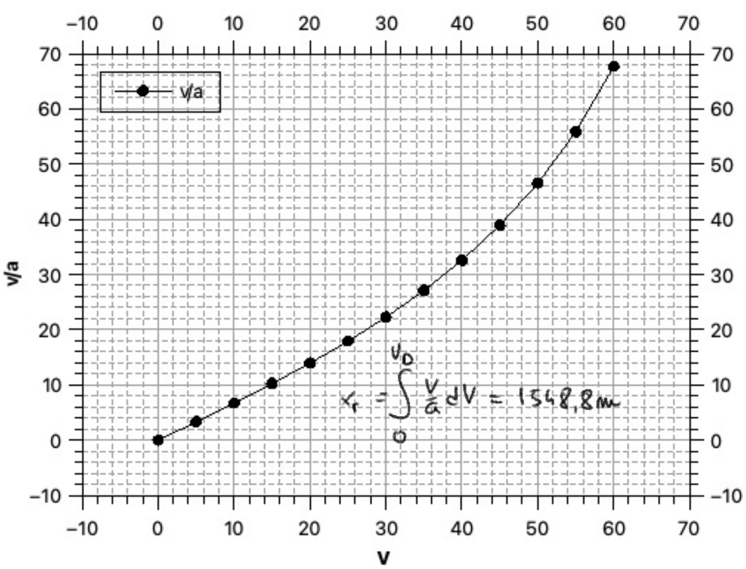
$$= 0.03 \times 9.8 \times 35000 + \left(7.65 \cdot 10^{-2} - 0.03 \times 0.237\right)\frac{1}{2} \times 1.2250 \times 140 \times V^2 =$$

$$= 10290 + 5.95 \cdot V^2$$

Calcoliamo, allora, $\quad a = \frac{T - D}{W} \cdot g \quad$ con $\quad T = 2 \times 3200 \times 9.8 = 62720 \text{ N}$

$$x_r = \int_0^V \frac{V}{a}\, dV$$

V[X]	D[Y]	a[Y]	v/a[Y]
0	10.290	1,498	0
5	10.438,75	1,49375	3,347280334728
10	10.885	1,481	6,752194463201
15	11.628,75	1,45975	10,27573214592
20	12.670	1,43	13,98601398601
25	14.008,75	1,39175	17,96299622777
30	15.645	1,345	22,30483271375
35	17.578,75	1,28975	27,13704206242
40	19.810	1,226	32,6264274062
45	22.338,75	1,15375	39,00325027086
50	25.165	1,073	46,59832246039
55	28.288,75	0,98375	55,9085133418
60	31.710	0,886	67,72009029345



- Quindi, per integrazione numerica, è $x_r = 1548{,}8$ m.
- Calcoliamo lo spazio di manovra: $x_m = t_m \times V_d = 2 \times 60 = 120$ m
- Lo spazio di salita: $x_s = V_d \sqrt{\dfrac{2 \times W \times h}{g \times \varepsilon \times (L - W)}}$

Calcolo $L = \frac{1}{2} \rho S V_d^2 C_{strip} = \frac{1}{2} \times 1.225 \times 140 \times 60^2 \times 1.6 = 493920\,N$

Quindi:

$$x_S = 60 \sqrt{\frac{2 \times 35000 \times 9.8 \times 15}{9.8 \times 0.95 \times (493920 - 35000 \times 9.8)}} = 162,37\,m$$

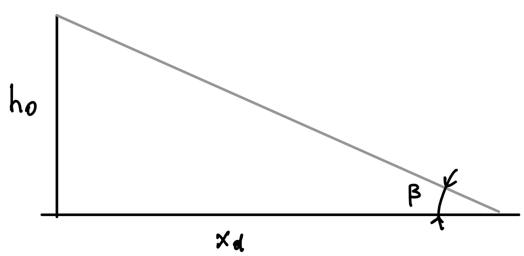
Lo spazio totale di decollo è:

$$x_d = x_r + x_m + x_S = 1548.8 + 120 + 162,37 = 1831,17\,m.$$

ESERCIZIO – Calcolare lo spazio e il tempo necessari per un atterraggio sopra un ostacolo $h_0 = 15\,m$ per un velivolo avente le seguenti caratteristiche:

- COEFF. DI PORTANZA DI STALLO CON IPERSOSTENTATORI $C_{L,st,iper} = 1.6$
- ALLUNGAMENTO ALARE $AR = 7.2$
- CARICO ALARE $W/S = 270\ kgf/m^2$
- COEFF. DI RESISTENZA MINIMO $C_{D0} = 0.022$
- INCREM. DEL COEFF. DI RESISTENZA PER CARRELLO E IPERSOSTENTATORI $\Delta C_{D0} = 0.016$

SVOLGIMENTO – Il velivolo deve presentarsi sulla pista, a un'altezza di 15 m, con una velocità $V = 1.3\,V_{st,ip}$.



$$tg\beta = \frac{h_0}{x_d} \rightarrow x_d = \frac{h_0}{tg\beta}$$

- Sappiamo che il velivolo scende con i motori al minimo ma con i freni aperti in modo da annullare tutta la spinta, quindi scende come se fosse privo di trazione, per cui:

$$tg\beta = \frac{1}{E} \qquad \text{[VOLO LIBRATO]}$$

Quindi:

$$x_d = h_0 \times E$$

$$E = \frac{C_L}{C_D}$$

In particolare:

$$C_D = C_{D0} + \Delta C_{D0} + \frac{C_{L,st,ip}^2}{\pi \cdot AR}$$

Quindi:

$$C_D = 0.022 + 0.016 + \frac{(1.6)^2}{\pi \cdot 7{,}2} = 0.15118$$

Risulta:

$$E = \frac{C_{L,st,ip}}{C_D} = \frac{1.6}{0.15118} = 10{,}584$$

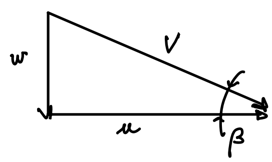
Si ha:

$$x_d = h_0 \cdot E = 15 \times 10{,}584 = 158{,}76 \text{ m}$$

Il tempo di discesa lo possiamo calcolare sempre rifacendosi nel triangolo delle velocità nella fase di discesa

$$x_d = u \cdot t_d \rightarrow t_d = \frac{x_d}{u}$$

Si ha: $u = V_A \cos\beta$



Il moto avviene in volo librato, dunque:

$$tg\beta = \frac{1}{E} \rightarrow \beta = arctg \frac{1}{E} = 5{,}397°$$

$$V_A = 1{,}3 \cdot V_{st,ip} = 1.3 \times \sqrt{\frac{2 \times (W/S)}{\rho\, C_{L\,st,ip}}} = 1.3 \times \sqrt{\frac{2 \times 270 \times 9{,}8}{1.2250 \times 1.6}} = 67{,}55 \text{ m/s} = 243{,}18 \text{ Km/h}$$

Quindi:

$$u = V_A \cdot \cos 5{,}397 = 67{,}25 \text{ m/s} \cong 242{,}10 \text{ Km/h}$$

Quindi

$$t_d = \frac{x_d}{u} = \frac{158{,}76}{67{,}25} = 2.361 \text{ sec}$$

- Per la manovra, assumiamo un tempo $t_m = 2$ sec. È:

$$x_m = t_m \times V_{st,ip} = 2 \times \sqrt{\frac{2\, W/S}{\rho\, C_{L\,st,iper}}} =$$

$$= 2 \times \sqrt{\frac{2 \times 270 \times 9.8}{1.225 \times 1.6}} = 103{,}92 \text{ m}$$

- Per la fase di rullaggio, scriviamo

$$x_r = \frac{1}{2}\, a\, t_r^2 \qquad \text{con} \qquad a = 2 \text{ m/s}^2$$

dove

$$t_r = \frac{V_{st,iper}}{a} = \frac{51{,}96}{2} = 25{,}98 \text{ s}$$

$$x_r = \frac{1}{2} \times 2 \times (25{,}98)^2 = 675 \text{ m}$$

Lo spazio totale di atterraggio sarà:

$$x_t = x_d + x_m + x_r = 158{,}76 + 103{,}92 + 675$$
$$= 937{,}68 \text{ m}$$

Il tempo totale di atterraggio sarà:

$$t_t = t_d + t_m + t_r = 2{,}361 + 2 + 25{,}98 = 30{,}341 \text{ sec.}$$